

涡扇发动机加力燃烧室扩压器 流场的数值计算

中国科技大学 陈义良

沈阳航空发动机研究所 孙 慈

摘 要

本文用数值计算的方法得到了某型涡扇发动机加力燃烧室扩压器内的流场,与台架状态测得的实验数据基本吻合。研究了不同进口气流参数分布对扩压器流场的影响,计算了台架不同转速状态,不同飞行工况下扩压器内的流场。

一、前 言

涡扇发动机加力燃烧室内的流场比较复杂,包含有混合和增压过程。同时由于扩压器有较大的扩张角,存在中心锥,在某些工况下,气流要发生分离。在定常流动时,描述这类流动的微分方程属椭圆型方程。Patankar 等人发展的 SIMPLE 方法^[1]是求解这类方程的有力工具。但是这个方法往往出现不易收敛的问题,作者在文献[2]中,曾对 SIMPLE 方法的求解过程和收敛特性作了较仔细的分析,并提出了促使收敛的措施。本文的主要目的是用 SIMPLE 方法求解某型涡扇发动机加力燃烧室扩压器内的流场,研究进口气流参数对流场的影响,以及飞行状态改变时,扩压器内流场的变化情况。

二、数学物理模型

某型涡扇发动机加力燃烧室平行进气扩压器的几何结构如图 1 所示。扩压器外壳的两端各为圆管,中间用一圆锥连接。在入口端的中心有一截锥。求解域的进口截面选在环形合流环的下缘,通过内涵流入从主燃烧室来的高温燃气,通过外涵流入低温空气。外涵和内涵气流的流量比为涵道比。

计算时假定

1. 高温燃气中,燃料已经完全燃烧,可以不考虑化学反应。略去热辐射和粘性力做功。

2. 壁面绝热,通过壁面无质量渗透。

1983年10月31日收到。

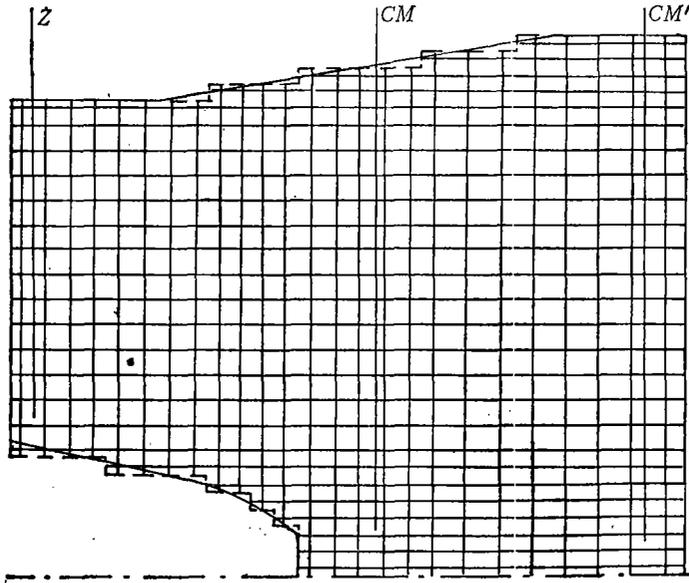


图 1 计算网格和测试截面

Fig.1 Grid and meshing sections

3. 在扩压器的进口, 内外涵气流的成分和温度都均匀分布。

4. 流动满足轴对称的条件, 为无旋流。

设主燃烧室所用燃料的分子式为 C_8H_{16} , 油气比为 q (小于当量混合比)。若用内涵燃气的质量分数 f 作为表示混合物成分的参数, 根据质量平衡原理, 可得流场中 CO_2 、 H_2O 、 O_2 和 N_2 等组分的质量分数分别为

$$m_{CO_2} = 352qf/112(1+q) \quad (1)$$

$$m_{H_2O} = 144qf/112(1+q) \quad (2)$$

$$m_{O_2} = (0.232 - 384q/112)f/(1+q) + 0.232(1-f) \quad (3)$$

$$m_{N_2} = (1 - 0.232)[1 + f/(1+q) - f] \quad (4)$$

根据上述假定, 内涵燃气成分的质量分数 f 与归一化的焓 $H = (h - h_2)/(h_1 - h_2)$ 有相同的控制方程和边界条件, 流场中处处有 $f = H$, 因此流场中各点的滞止焓为

$$h = f(h_1 - h_2) + h_2 \quad (5)$$

其中 h_1 和 h_2 分别为扩压器进口处内涵和外涵的滞止焓。

为了考虑湍流对流动过程的影响, 本计算采用湍流动能 k 和湍流动能耗散率 ε 的双方程湍流输运系数模型^[3]。整个问题需求解轴向分速、径向分速、连续、成分的质量分数 f 、以及湍流量 k 和 ε 等六个方程, 其统一的形式为

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u \Phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v \Phi) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial r} \right) + S_\Phi \quad (6)$$

对不同的参数, 符号 Φ 、 Γ 和 S_Φ 的意义如表 1 所示。

表 1 各参数的意义

Table 1 Definition of parameters

方 程	Φ	Γ	S_Φ
连续方程	1	0	0
轴向动量	u	μ	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu \frac{\partial v}{\partial x} \right)$
径向动量	v	μ	$-\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) - \frac{2\mu v}{r^2}$
成分的质量分数	f	μ/σ_f	0
湍流动能	k	μ/σ_k	$G_k - \rho \epsilon$
耗散率	ϵ	μ/σ_ϵ	$\frac{\epsilon}{k} (c_1 G_k - c_2 \rho \epsilon)$

其中湍流动能的产生率为

$$G_k = \mu_r \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{v}{r} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right\} \quad (7)$$

略去层流粘性系数的影响, 有效粘性系数 $\mu = \mu_t = 0.09 \rho k^2 / \epsilon$, 方程中各个常数的数值为: $\sigma_f = 0.09$, $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\epsilon = 1.3$, $c_1 = 1.49$, $c_2 = 1.92$ 。

三、边界条件

计算时, 采用的差分网格结点数为 27×28 。由于外壳和中心锥的型线是折线或曲线, 为方便起见, 我们用一系列的小台阶线代替, 并使存储速度的结点通过台阶线(见图1)。SIMPLE方法的求解过程, 以及为保证收敛所采取的措施见参考文献[1]和[2]。

求解椭圆型偏微分方程, 需给出求解域四周的边界条件。在亚声速流动问题中, 下游的流动过程要影响到上游。因此, 严格地说, 进出口的边界条件都无法事先给出。但是, 如果进出口截面选在无回流的地方, 流向下游的速度又很大, 下游对上游的影响很小, 可以略去不计。也即在这类进出口截面上, 允许采用局部抛物线型假定。我们在计算中, 进口截面上的参数值及其分布是根据总体设计方案或测量结果给定的, 出口截面上无需给定边界条件。

在固体壁面附近, 输运系数变化很大, 要精确计算该区域内参数的变化规律, 需仔细地安排许多结点, 使所需的计算机容量和计算时间都大大增加。为减少近壁面区域的计算量, 本计算采用壁面函数^[4]办法确定壁面的边界条件。根据轴对称的假定, 在中心线上, 径向速度等于零, 其它参数的径向导数等于零。

四、计算结果

1. 进口气流参数对计算结果的影响

在设计阶段, 根据发动机的总体方案, 可以给出加力燃烧室扩压器入口的总流量、涵道比以及内外涵气流的温度等参数。但是进口处气流速度的分布规律、湍流动能的大小等一般是未知的, 为此, 我们首先研究了进口气流的速度分布、湍流动能的大小对流场计算结果的影响。

(1) 进口轴向速度分布对计算结果的影响

在流量、涵道比和进口湍流动能都相同的条件下,进口轴向速度分布对计算速度场的影响示于图2。图中画出了根据三种进口速度分布假定,计算得出的 CM 和 CM' 截面的速度分布曲线。虚线表示内外涵气流速度都是抛物线型分布时得出的结果,在中心锥的下游没有出现回流区。点划线表示进口为均匀分布时得出的结果,在中心锥的下游存在一个小的回流区。很明显,根据这两个极端的假定得出的结果都与实验数据有较大的差距。若用靠近进口截面处(图1中的 Z 截面)测得的速度曲线,作为进口速度分布,计算得出的结果在图中用实线表示。很显然,除在合流环下游部分区域外,计算结果与实验值相当接近。

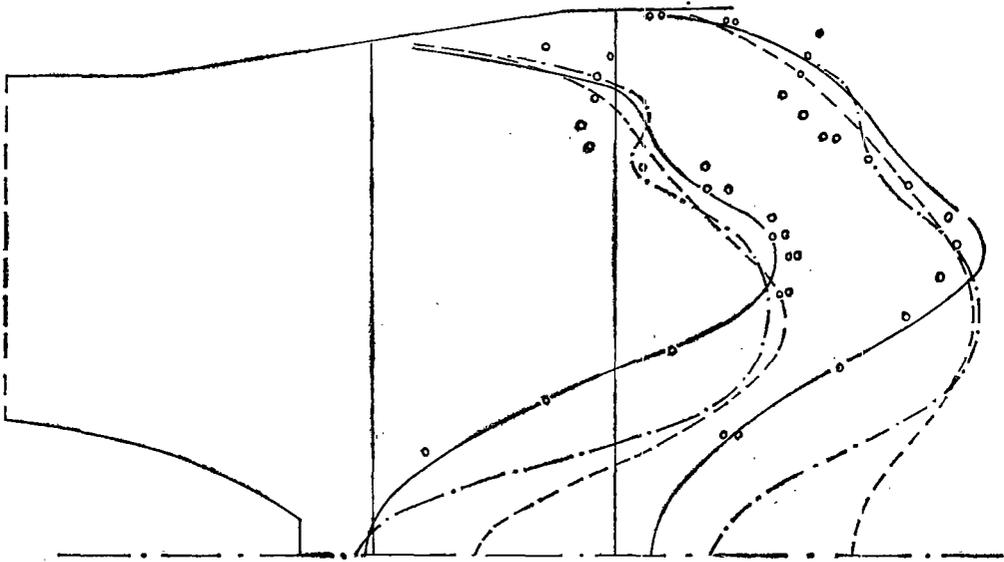


图2 进口轴向速度分布对速度场的影响

Fig.2 Effect of inlet profiles of axial velocity component on velocity field

从测得的 Z 截面速度分布(图略)看出,内外涵进口的轴向速度基本接近均匀分布。只是内涵道中靠近中心锥的一个区域,由于上游涡轮盘的影响,以及涡轮叶片根部速度可能较低等原因,造成该区域速度明显下降。因此,简单地假定进口速度分布是抛物线型分布或均匀分布都不能得到满意的结果。

下面简单讨论一下合流环下游计算结果与实验值偏离的可能原因。实验中速度场是用皮托管测量的,用皮托管测量时有很多限制,如速度方向和总压孔之间夹角不能太大,湍流强度不能太大等等。在合流环下游,由于两股气流之间存在很大的速度差,发生很强的混合过程,因此径向速度和湍流强度都很大。计算表明,合流环下游,有的地方速度方向和总压孔之间夹角超过7度,湍流强度高达30%。Beer等人^[6]认为,当湍流强度高达20%时,用皮托管测得的速度值误差极大,目前尚无可靠的修正方法。尽管在合流环下游区域,计算网格仍嫌过稀,但得到的趋势是可信的。

不同的轴向速度分布,对计算的温度场影响很小。

(2) 进口湍流动能值对计算结果的影响

图 3 表示了进口湍流动能值对速度场的影响。图中给出了根据四组不同的湍流动能值得到的速度分布曲线。该四组湍流动能值分别为

$$\text{No.1} \quad k_1=0.005\bar{u}^2, \quad k_2=0.005\bar{u}^2;$$

$$\text{No.2} \quad k_1=0.005\bar{u}^2, \quad k_2=0.00005\bar{u}^2;$$

$$\text{No.3} \quad k_1=0.005\bar{u}^2, \quad k_2=0.15\bar{u}^2;$$

$$\text{No.4} \quad k_1=0.008\bar{u}^2, \quad k_2=0.15\bar{u}^2.$$

其中 k_1 和 k_2 分别为内外涵气流的湍流动能值, \bar{u} 为扩压器进口的平均速度。当内涵湍流动能保持 $0.005\bar{u}^2$ 不变时, 改变外涵气流的湍流动能大小, 对中心锥和合流环下游的速度分布有较大的影响。当外涵湍流动能减小时, 截锥后的回流区明显增大并拉长, 合流环下游的速度场变得不均匀。这是由于气体混合的程度随湍流动能减小而减弱所致。当内涵的湍流动能减小时, 影响的趋势类同。

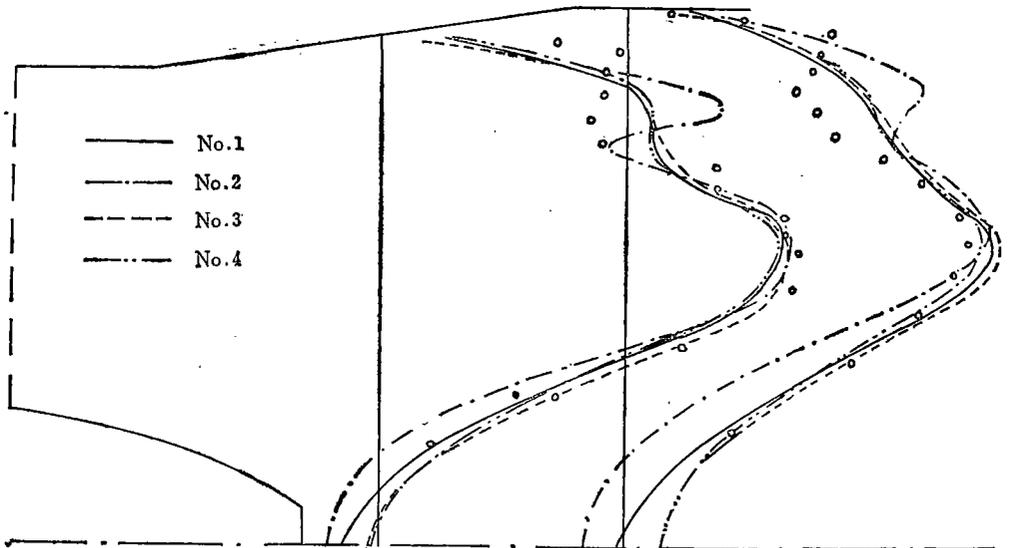


图 3 进口湍流动能对速度场的影响

Fig.3 Effect of inlet turbulent energy on velocity field

2. 在不同台架转速下, 扩压器流场的计算结果

对进口参数的影响作广泛研究后, 我们确定, 某型涡扇发动机加力燃烧室扩压器进口参数的取法为: 轴向速度取实验值, 令径向速度等于零, 内外涵气流的温度各取测量的算术平均值, 内外涵湍流动能分别取各自平均动能的 1.2%; 进口湍流动能的耗散率用公式

$$\varepsilon = 0.09k^{3/2}/0.03R$$

给出, 其中 R 为加力燃烧室的半径。

在上述进口条件下, 相对转速分别为 0.97, 0.93 和 0.87 时计算得出的速度场示于图 4。为便于比较, 图中给出了相应的实验结果。由图 4 可见, 计算结果与实验值基本符合。但在低转速时, 符合程度稍差, 这可能是由于在低转速时, 湍流动能较小造成的。这说明, 只要给出合理的进口参数, 计算得出的流场是基本正确的。

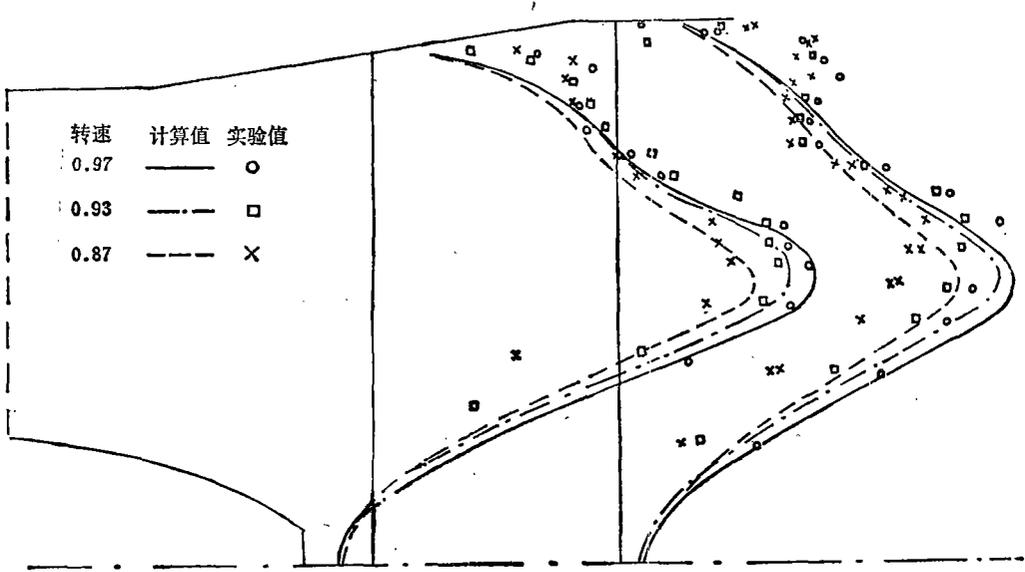


图4 不同台架转速下的速度场

Fig.4 Velocity field at various rotating speeds of the engine

比较不同转速下的流场表明,不同转速下,扩压器内的速度分布基本相似。但随转速的提高,速度值略有提高,速度分布曲线也逐渐变尖。这是由于转速提高,引起流量增加,涵道比减小造成的。

3. 不同飞行状态下扩压器流场的计算结果

在飞行状态下,尚无扩压器进口轴向速度分布的实验数据。根据台架几个转速下测得的速度表明,尽管转速不同,因而速度值也不同,但速度分布曲线相似。因此,我们

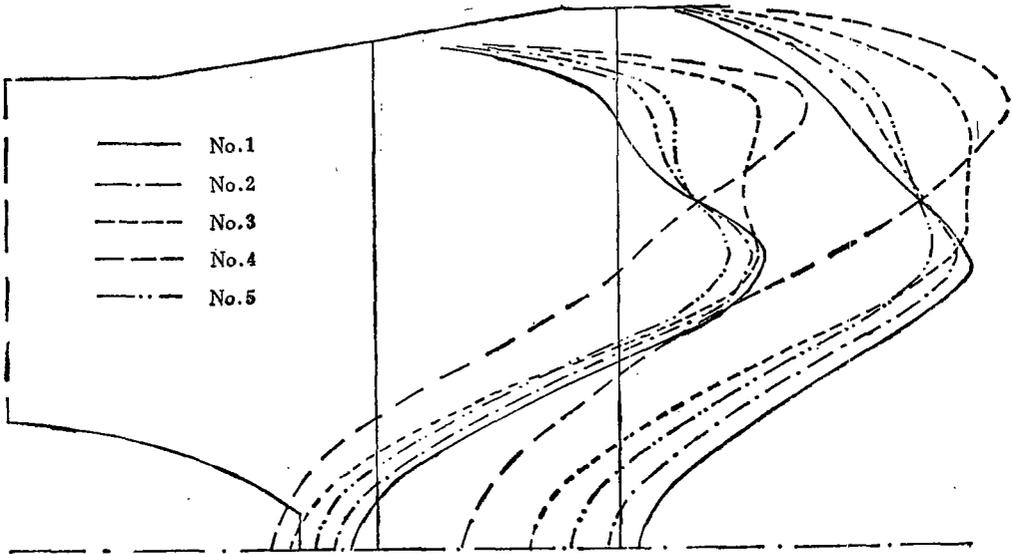


图5 不同飞行状态下的速度场

Fig.5 Velocity field in various states of flight

不妨假定在飞行状态下, 扩压器进口的轴向速度分布曲线也相似, 其值由各飞行状态下的流量及密度决定。其它参数的确定同上节。

图 5 给出了五个飞行状态下, 流场的计算结果。对应这些状态, 扩压器进口的参数如表 2 所示。从图可见, 飞行状态改变时, 涵道比变化是引起速度场变化的主要原因。在飞行高度 15km、 $M=2.6$ 的状态下, 涵道比等于 1.9578, 扩压器出口的速度场很不均匀, 外涵部分气流速度有一峰值, 随着半径的增大或减小, 速度都迅速减小。离扩压器进口不远, 气流在中心锥壁面上产生分离, 而后形成一个很大很强的回流区。在 19km 高空, $M=2.0$ 状态下, 涵道比等于 1.4368, 速度场较均匀。当涵道比继续减小时, 内涵气流中速度出现了极值。随着涵道比的不断减小, 内涵的速度增加, 外涵速度减小, 中心锥后的回流区也逐渐变小减弱。

表 2 各飞行状态下扩压器进口的参数
Table 2 Inlet parameters in various states of flight

参数 状态	飞行高度 (km)	飞行 M 数	与台架状态 流量之比	涵道比	T_1 (k)	T_2 (k)	ρ_{CM} (Pa)
No.1	0	0	1	1.0	883	375	1.934×10^5
No.2	0	0.89	1.342	1.155	936	417	2.618×10^5
No.3	15	2.6	0.905	1.9578	932	550	1.743×10^5
No.4	19	2.0	0.336	1.4368	933	454	0.559×10^5
No.5	23	1.8	0.135	1.282	935	431	0.263×10^5

五、几点结论

1. 除合流环下游部分区域外, 计算结果均与实验数据基本吻合, 说明本文所用的数学物理模型是正确的。为了更精确地验证计算结果, 有必要用新的测试方法对流场作更仔细的测量。

2. 计算表明, 扩压器进口气流参数的分布对流场有很大的影响。因此, 在作模型或部件实验时, 要很好模拟进口流场。

3. 利用数值计算和实验相结合的方法, 可以对扩压器流场作较深入的研究, 同时也可以节省较多的人力、物力, 并缩短研制周期。

参 考 文 献

- [1] Patankar, S. V. and Spalding, D. B., A Calculation for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flow, Int. J. Heat, Mass Transfer, Vol. 15, P. 7887, (1972).
- [2] 陈义良和孙慈, SIMPLE 方法的收敛特性, 工程热物理学报, 第五卷, 第三期 (1984).
- [3] Launder, B. E. and Spalding, D. B., Mathematical Model of Turbulence, Academic Press, London and New York, (1972).
- [4] Patankar, S. V. and Spalding, D. B., Heat and Mass Transfer in Boundary Layers, Int. Textbook Company Ltd., London, (1970).
- [5] Beér, J. M. and Chigier, N. A., Combustion Aerodynamics, Applied Science Publishers Ltd., London, (1972).

NUMERICAL CALCULATION OF FLOW FIELD IN AFTERBURNER DIFFUSER OF TURBOFAN ENGINE

Chen Yiliang

(University of Science and Technology of China)

Sun Ci

(Shengyang Aeroengine institute)

Abstract

The flow field in afterburner diffuser of a turbofan engine is calculated by the SIMPLE method. The results are compared well with the measured data. It is illustrated that the characteristics of the flow field in the diffuser can be investigated by means of computational methods.

The computation shows that the profiles of axial inlet velocity component and the values of inlet turbulent energy have a considerable effect on the flow field in the diffuser. Therefore, in model or component tests it is necessary to guarantee the identity of the axial velocity profiles and the values of turbulent energy at the inlet of the test unit with those in the corresponding position of the actual engine. The variation of flow field with velocities of the engine on the ground and in flight is researched by the present method. It is shown that the bypass ratio is the primary cause of the variation of the flow field.